

文章编号: 1000-8055(2010)03-0709-04

旋流对轴对称喷管性能影响的数值研究

刘 巍, 杨 涛, 程兴华, 李 理

(国防科学技术大学 航天与材料工程学院, 长沙 410073)

摘 要: 为了研究旋流进气对喷管性能参数的影响, 使用数值模拟的方法对轴对称喷管直流进气与旋流进气两种工作状态进行了对比研究, 分析了不同空气流量、不同旋流强度下的喷管流量系数、真空推力系数以及比冲的变化规律。研究发现, 使用喷管入口轴向质量平均总压计算所得喷管性能参数不随旋流强度的变化而变化, 且与直流状态近似相等; 旋流的切向动压随旋流数的增大而增大, 但对喷管推力没有贡献, 应将其归入总压损失。

关 键 词: 旋流; 喷管; 流量系数; 真空推力系数; 数值模拟

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

Numerical study of the swirl flow effects on the performance of axisymmetric nozzle

LIU Wei, YANG Tao, CHENG Xing-hua, LI Li

(College of Aerospace and Materials Engineering,

National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

Abstract: In order to study the swirl flow effects on the performance of axisymmetric nozzle, the flow field in axisymmetric nozzle was numerically simulated under both swirl flow and straight flow conditions. The flow coefficient, vacuum thrust coefficient and specific impulse of the nozzle were studied with different air mass flow rates and swirl intensities. It is concluded that the flow coefficient, vacuum thrust coefficient and specific impulse are not changed under different swirl intensities if calculated from the axial mass average total pressure at the nozzle inlet. The tangential dynamic pressure increase at the nozzle inlet with the swirl number enlarged at the combustion chamber inlet, and do not contribute to the thrust, so it should be looked as another type of total pressure loss.

Key words: swirl; nozzle; flow coefficient; vacuum thrust coefficient; numerical simulation

由于强旋流能够在突扩燃烧室内产生中心回流区, 不仅可以稳定火焰, 而且能够有效促进燃料与空气的混合燃烧, 因此旋流燃烧技术在航空发动机、液体燃料冲压发动机上得到广泛应用^[1]。然而强旋流的切向动量在离开发动机前难以完全消除, 这将使喷管工作在旋流条件下, 进而影响其性能参数。至今已有不少学者采用不同的方法对旋

流条件下喷管的性能参数进行了研究, 研究方法主要有: 采用一维可压缩流(扩展到等熵轴对称旋流)的理论分析^[2], 二维轴对称^[3-5]与三维^[6]数值模拟, 以及在燃烧室上游设置轴向旋流器的试验研究^[3, 7]。总结以往研究可以发现以下共性: ①为了排除燃烧过程的干扰, 研究状态都为无反应流; ②研究的内容为喷管流量系数、推力系数以及比

收稿日期: 2009-03-10; 修订日期: 2009-06-02

基金项目: 国家自然科学基金(50376072)

作者简介: 刘巍(1980 -), 男, 吉林辽源人, 博士生, 研究方向为固体燃料冲压发动机技术。E-mail: liuweinudt@126.com

冲,计算使用的总压取入口总压;③研究结果均为轴对称喷管的流量系数与推力系数随入口旋流强度的增大而减小,但比冲与直流状态相近且不随旋流强度变化(此前尚未能够对该结论进行合理解释)。

为了探寻旋流对轴对称喷管各性能参数产生影响的物理实质,从而更加有效地指导采用旋流燃烧技术的发动机设计与性能计算,本文使用数值模拟的方法对轴对称喷管在直流进气与旋流进气两种工作状态进行了对比研究,并给出了喷管性能参数随旋流数变化的合理解释。

1 物理模型和数值模型

旋流可由旋流器产生,不同的旋流器结构将使旋流器出口的流场结构有所不同^[8]。为了简化计算,本文不计算旋流器内的流场,而是采用常偏转角模型(各处切向速度与轴向速度比值相等)直接给定旋流器出口流场,并将其作为旋流计算的入口。根据某模型发动机建立的从旋流器出口至喷管出口的几何模型如图1所示,旋流与直流的入口见图中箭头所指。根据几何模型建立了三维计算网格,壁面网格如图2所示。

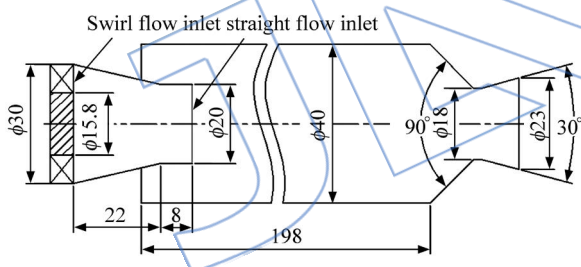


图1 计算模型结构与尺寸(单位:mm)

Fig. 1 Sketch of structure (unit:mm)



图2 计算域壁面网格

Fig. 2 Wall mesh of the computational zone

采用计算流体动力学软件 FLUENT 耦合定常求解三维流动方程,对流项采用二阶迎风格式差分。湍流模型采用 Realizable $k-\varepsilon$ 模型,并与非平衡壁面函数法相配合,两者相对于各自的标准模型更适合于带有旋流的流场计算^[9]。以上数值方法与模型在多部参考书中均有介绍^[9-10],本文不必详述,各模型所选用的参数取软件默认值。

本文计算域壁面设置壁面边界条件,不考虑

壁面传热。空气入口设置质量入口边界条件,总温 690 K,直流进气方向垂直于边界;旋流进气方向通过切向、轴向速度分量设定(不考虑径向速度,合速度方向与轴向之间的夹角称为进气角),通过改变进气角可获得不同的旋流强度。

2 计算结果与讨论

喷管性能参数主要包括流量系数、推力系数以及比冲,表达式分别为

$$C_d = \dot{m} c^* / (p_0 A_t) \quad (1)$$

$$C_F = F_v / (p_0 A_t) \quad (2)$$

$$I_s = \frac{F_v}{\dot{m}} = \frac{C_F p_0 A_t}{C_d p_0 A_t / c^*} = \frac{C_F c^*}{C_d} \quad (3)$$

$$F_v = \int (p + \rho u_x^2) dA_e \quad (4)$$

式中 c^* 为特征速度(本文各工况空气总温不变, c^* 为定值); $\dot{m}$ 为气体流量; A_t 为喉部面积; A_e 为喷管出口面积; F_v 为真空推力; p 为静压; ρ 为密度; u_x 为轴向速度。计算前两个系数要用到喷管入口总压,在速度方向的一维等熵流动总压计算式为

$$p_0/p = \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (5)$$

即

$$p_0/p = 1 + \gamma Ma^2/2 + \gamma Ma^4/8 + \dots \quad (6)$$

本文所有工况喷管入口马赫数的最大值不高于 0.5,忽略式(6)右侧第三项的相对误差不到 1%(马赫数 6 次方以上项的误差更小),因此本文仅取式(6)右侧的前两项。若定义 Ma_x, Ma_θ 与 Ma_r 分别为轴向、切向与径向马赫数(即轴向、切向与径向速度与当地声速比值),则旋流马赫数可分解为

$$Ma^2 = Ma_x^2 + Ma_\theta^2 + Ma_r^2 \quad (7)$$

考虑到喷管入口处径向速度较小,因此忽略 Ma_r 。将式(7)代入式(6)得

$$p_0 = p \left(1 + \gamma Ma_x^2/2 + \gamma Ma_\theta^2/2 \right) \quad (8)$$

考虑到喷管流量与推力都为轴向物理量,因此在计算旋流状态性能参数时,本文采用轴向质量平均总压代替式(1)与式(2)中的总压项。轴向总压的物理意义可表述为当旋流轴向速度等熵地减小到零时对应的压强,对应式(8)右侧的前两项,即

$$p_{0x} = p \left(1 + \gamma Ma_x^2/2 \right) \quad (9)$$

式(8)右侧的最后一项为切向动压

$$q_{\theta} = \rho V M a^2 b^2 / 2 \quad (10)$$

由于旋流存在离心力,壁面附近的压力较轴线附近高,且其他参数沿径向也分布不均,使轴向总压沿径向并不一致,为此本文在计算旋流状态喷管性能参数时使用轴向总压的质量平均值

$$\bar{p}_{0x} = \frac{\int \rho u_x p_{0x} dA}{\dot{m}} \quad (11)$$

数值模拟共进行了三组计算:第一组是旋流计算,设定旋流入口进气角 45° ,空气质量流量可变(0.2, 0.25, 0.3, 0.35, 0.4 kg/s),以研究不同质量流量下的喷管性能参数;第二组同为旋流计算,设定空气质量流量不变(0.3 kg/s),进气角可变($30^\circ, 38^\circ, 45^\circ, 52^\circ, 60^\circ$),以研究不同旋流强度的喷管性能参数;第三组为直流计算,入口质量流量可变,且与第一组流量相同,为旋流状态提供直流参考数据。旋流数是表征旋流强度的特征量,设 R 为旋流出口半径,旋流数计算式为^[1]

$$S = \frac{\int \rho r u_x u_{\theta} dA}{R \int \rho u_x^2 dA} \quad (12)$$

第一组的计算结果表明:不同空气流量下的燃烧室入口(图1中直流入口位置)旋流数变化较小,在0.6026至0.6037之间,最大相差不到0.2%,说明空气流量对旋流数无影响。第二组计算结果如图3所示,可见燃烧室入口旋流数随进气角的增大而增大。

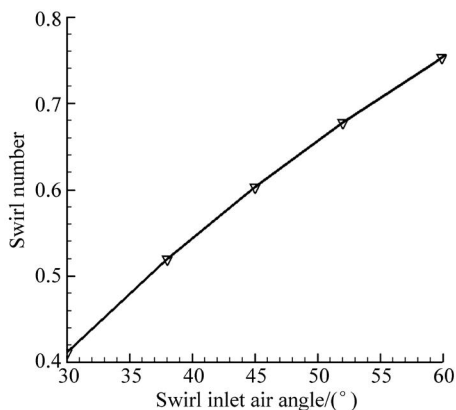


图3 燃烧室入口旋流数随旋流进气角度变化曲线

Fig. 3 Swirl number at combustion chamber inlet vs swirl inlet air angle of velocity and axis

第一组与第三组计算所得喷管流量系数随气流量的变化曲线如图4所示,由图可见,旋流与

直流的流量系数相差较小,相同流量最大相差不到0.3%,可认为近似相等。第二组计算所得喷管流量系数变化也较小,在0.9125至0.9177之间,最大相差不到0.6%,表明旋流强度的大小不影响喷管流量系数,而且与相同流量下的直流流量系数近似相等(参考图4)。

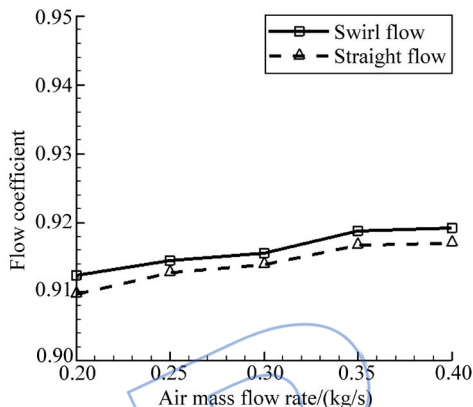


图4 流量系数随空气流量变化曲线

Fig. 4 Flow coefficient vs air mass flow rate

第一组与第三组计算所得喷管真空推力系数随空气流量的变化曲线如图5所示,由图可见,喷管真空推力系数在各工况下变化较小,最大偏差不到0.4%。第二组计算所得喷管真空推力系数在1.2703到1.2752之间,最大相差不到0.4%,表明旋流强度的大小不影响推力系数,而且与相同流量下的直流推力系数近似相等(参考图5)。

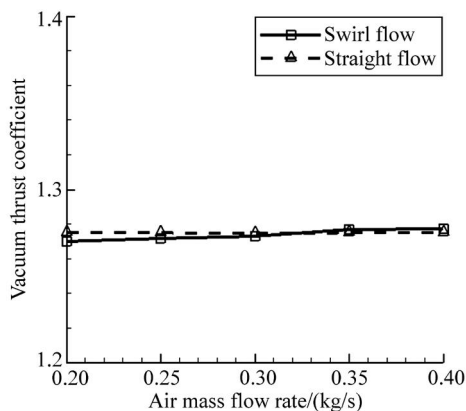


图5 真空推力系数随空气流量变化曲线

Fig. 5 Vacuum thrust coefficient vs air mass flow rate

由于旋流流量系数与真空推力系数均与直流近似相等,由式(3)可知,旋流喷管比冲不随旋流强度变化,且与直流近似相等(与引言中提到的以往研究结论相同)。

图6所示为第二组计算喷管入口轴向平均总

压、平均总压以及旋流入口平均总压随旋流数的变化曲线,由图可见,随着旋流数的增加,喷管入口轴向平均总压基本保持不变、平均总压逐渐增大(切向平均动压增大),旋流入口平均总压也逐渐增大(增大的幅度更大,表明燃烧室内的总压损失随旋流数增大而增大)。因此,若使用喷管入口总压或旋流入口总压计算喷管流量系数与推力系数,计算结果将随旋流强度的增大而减小,这正是引言中提到的以往研究得出的结论;由于在喷管比冲计算式中已将压力项约去,因此总压选取方法的影响未能体现在比冲上。可见,引言中提到的文献间接地验证了本文计算与分析的正确性。

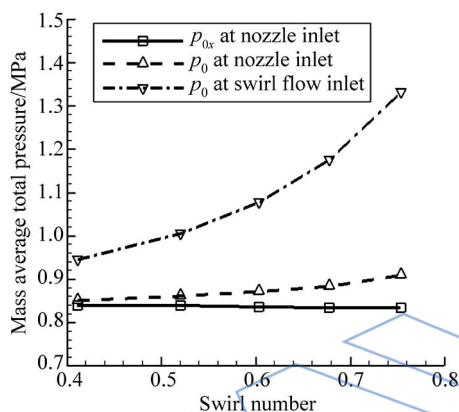


图6 质量平均总压随旋流数变化曲线

Fig. 6 Mass average total pressure vs swirl number

随着旋流强度的增加,切向平均动压不断增大,而喷管真空推力基本不变(参考式(2)),表明旋流的切向动压对喷管推力没有贡献,因此应将其归入总压损失。此前有的研究者认为在喷管入口前消旋(采用梳流栅或引入反旋气流等方法消除切向动压)可能会提高比冲^[11-12]。通过本文分析可知,在不考虑消旋过程可能引起的气流特征速度变化的情况下,消旋措施不会提高喷管比冲。

3 结 论

1) 旋流进气状态下,采用喷管入口轴向质量平均总压计算所得流量系数、推力系数以及比冲与直流状态近似相等,且不随旋流强度的变化而变化;若使用包含切向动压的总压进行计算,则喷

管流量系数与推力系数随旋流数增大而降低,但比冲不变。

2) 旋流的切向动压随旋流数增大而增大,但对喷管推力没有贡献,应将其归入总压损失;在不考虑消旋可能引起的气流特征速度变化的情况下,消旋措施不会提高喷管比冲。

参考文献:

- [1] 宁梈,高歌. 燃烧室气体动力学[M]. 2版. 北京: 科学出版社,1987.
- [2] Alon G, Marat M, Claudio G. Analysis and characteristics of choked swirling nozzle flows[J]. AIAA Journal, 2005,43(10):2177-2181.
- [3] Dutton J C. Swirling supersonic nozzle flow[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987,3(4):342-349.
- [4] Dutton J C. Correlation of nozzle performance degradation due to swirl[J]. Journal of Propulsion and Power, 1989,5(1):126-128.
- [5] Chang C L, Merkle C L. Viscous swirling nozzle flow[R]. AIAA-89-0280.
- [6] Hoffman J D, Thompson H D, Marcum D L. Analytical study of swirler effects in annular propulsive nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 1987,3(5):465-466.
- [7] 吴达,吴晓辉. 进气旋流对推力喷管性能影响的研究[J]. 北京航空航天大学学报,1992,18(4):85-90.
WU Da, WU Xiaohui. An experimental investigation of the effects of swirling flow on the performance of nozzles [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 1992,18(4):85-90. (in Chinese)
- [8] 刘巍,杨涛. 固体燃料冲压发动机旋流冷流场数值模拟[J]. 航空动力学报,2009,24(3):711-716.
LIU Wei, YANG Tao. Numerical simulation of cold swirl flow field for solid fuel ramjet [J]. Journal of Aerospace Power, 2009,24(3):711-716. (in Chinese)
- [9] 陶文铨. 数值传热学[M]. 2版. 西安: 西安交通大学出版社,2001.
- [10] Fluent Inc. FLUENT user's guide[M]. USA:Fluent Inc.,2003.
- [11] Duesterhaus D A, Hognl A. Measurements in a solid fuel ramjet combustor with swirl[R]. AIAA-88-3045.
- [12] 马洋. 固体燃料冲压发动机涡流增强燃烧数值模拟与试验研究[D]. 长沙: 国防科学技术大学,2006.
MA Yang. Numerical simulation and experimentation research on vortex enhancing combustion of solid fuel ramjet [D]. Changsha: National University of Defense Technology,2006. (in Chinese)